ZESZYTY NAUKOWE POLITECHNIKI ŚLĄSKIEJ 1994

Seria: MECHANIKA z. 115 Nr kol. 1230

Maria ZŁOCKA
Instytut Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

MODELOWANIE AWARYJNYCH STANÓW RUCHU SAMOLOTU W KORKOCIĄGU

Streszczenie. W pracy przeprowadzono modelowanie fizyczne i matematyczne ruchu samolotu w korkociągu w stanach awaryjnych. Do wyprowadzenia modelu matematycznego zastosowano formalizm Boltzmanna-Hamela. Przedstawiono wyprowadzone równania ruchu wybranych sterów wysokości i kierunku w dwóch skrajnych przypadkach stanów awaryjnych.

MODELLING OF AIRCRAFT STATE OF FAILURE WHEN SPINNING

Summary. In the paper, the states of failure of the aircraft when spinning are modelled. Boltzmann - Hamel formalism is employed for determination of the mathematical model of aircraft motion. In the paper, equations of motion of the aircraft control surfaces are presented.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АВАРИЙНЫХ СОСТАЯНИЙ ШТОПОРА САМОЛЕТА

Резюме. В статье осуществелено физическое и математическое моделирование движения щтопора самолета в аварийных состаяниях. До выведения математической модели движения применено уравнения Болтцманна - Гамела. Представлено уравнения движения выбраных рульев в двух краевых случаях аварыиных состаяний.

1. WSTĘP

Korkociąg samolotu zaliczany jest do niebezpiecznych figur akrobacyjnych i dlatego ocena jego własności dynamicznych jest jednym z warunków dopuszczenia samolotu do prób w locie. Badania teoretyczne własności dynamicznych samolotu w korkociągu najczęściej sprowadza się do analizy numerycznego rozwiązania nieliniowych równań różniczkowych, tworzących model matematyczny. Otrzymane wyniki porównuje się z późniejszymi badaniami w locie. Awaryjny stan lotu może być

spowodowany błędnym sterowaniem przez pilota oraz wadliwą pracą układu sterowania. Nieprawidłowa praca sterów może być skutkiem awarii konstrukcji układu sterowania lub automatycznego regulatora. Wszystkich stanów awaryjnych przewidzieć nie można i w niniejszej pracy zostanie przedstawione modelowanie niektórych z takich stanów.

2. MODEL FIZYCZNY I MATEMATYCZNY

Uwzględnie stanów awaryjnych wymaga zmiany zazwyczaj przyjmowanego modelu do symulacji cyfrowej korkociągu samolotu. Samolot traktowany jest już nie jako jedno ciało sztywne, a jako układ ciał sztywnych. Ważkie powierzchnie sterowe mają masy dużo mniejsze w porównaniu z masą samolotu. Wychylenia powierzchni sterowych są ograniczone i w związku z powyższym w modelu przyjęto, że:

- masa samolotu nie zmienia się;
- wychylenia powierzchni sterowych nie zmieniają momentów bezwładności samolotu;
- samolot ma płaszczyznę symetrii geometrycznej i masowej.

W proponowanym modelu obowiązuje aerodynamika quasi-stacjonarna, a sterowanie odbywa się przez zmianę odpowiednich momentów sił $\mathbf{M}_S$ działających na powierzchnie sterowe. Liczba stopni swobody układu zależy od liczby występujących powierzchni sterowych oraz od modelowanego stanu awaryjnego (więzy nałożone na ruch sterów).

Do wyprowadzenia równań ruchu w układzie związanym z samolotem [2,4] zapropo-nowano formalizm Boltzmanna-Hamela [1] w postaci:

$$\frac{d}{dt}\left(\frac{\partial T^*}{\partial \omega_i}\right) - \frac{\partial T^*}{\partial \Pi_i} + \sum_{r=1}^{k}\sum_{\alpha=1}^{k} \gamma_{\alpha i}\frac{\partial T^*}{\partial \omega_r}\omega_\alpha = Q_i^* \quad , \tag{1}$$

w którym: $T^*=\sum_{i=1}^{n} T_i^*$ jest energią kinetyczną w quasi-prędkościach $\omega = [\,U, V, W, P, Q, R, \lambda_i\,]^T$, , które kolejno są współrzędnymi wektora prędkości środka masy samolotu $\mathbf{V}_c$, jego prędkości kątowej Ω oraz pochodnymi kątów wychyleń sterów; $\gamma_{\alpha i}$-są trójwskaźnikowymi mnożnikami Boltzmanna wyznaczonymi dla lotu przestrzennego [3], a Q_i^* są to siły uogólnione [1].

W klasycznym układzie sterowania współrzędne w wektorze wychylenia powierzchni sterowych $\delta = [\delta_H, \delta_L, \delta_V\,]^T$, w którym kolejno występują kąt wychylenia steru wysokości, kąt wychylenia lotek i kąt wychylenia steru kierunku, są współrzędnymi uogólnionymi i dla nich mnożniki Boltzmanna są równe zero.

Po uwzględnieniu powyższego opisywany układ ciał sztywnych ma 9 stopni swobody, a wektor stanu po uwzględnieniu $\lambda_H = \dot{\delta}_H$, $\lambda_L = \dot{\delta}_L$, $\lambda_V = \dot{\delta}_V$ można zredukować do postaci:

$$x = [U, V, W, P, Q, R, \lambda_H, \lambda_L, \lambda_V, \delta_H, \delta_L, \delta_V, \theta, \phi]^T. \tag{2}$$

Układ równań można przedstawić w postaci macierzowej:

$$A\dot{x} = f(x, M_S). \tag{3}$$

W równaniu pojawiają się masowe i aerodynamiczne człony sprzęgające równania ruchu samolotu [3] i ruchu powierzchni sterowych. Liczba członów sprzęgających zależy od geometrii konstrukcji samolotu, np. umieszczenia osi obrotu sterów, ich wyważenia.

Przykładowe równanie ruchu steru wysokości jest następujące:

$$J_{\eta H}\dot{\lambda}_H + J_{\eta H}\dot{Q} + S_{\xi H}\dot{U}\sin\delta_H + S_{\eta H}\dot{W}\cos\delta_H + S_{\xi H}\dot{Q}(x_H\cos\delta_H - z_H\sin\delta_H) = M_{SH} + M_{aH} + M_g$$

w którym $J_{\eta H}$ - moment bezwładności, $S_{\eta H}$, $S_{\xi H}$ - momenty statyczne steru liczone względem układu związanego z osią obrotu, M_{aH}, M_{SH}, M_{gH} - moment od sił aerodynamicznych, moment sterujący, moment od siły ciężkości liczone względem osi obrotu.

Na ogół dąży się, aby stery samolotu były wyważone i wtedy równanie upraszcza się do postaci:

$$J_{\eta H}\dot{\lambda}_H + J_{\eta H}\dot{Q} = M_{SH} + M_{aH}. \tag{4}$$

Równanie ruchu dla wyważonego steru kierunku jest następujące:

$$\begin{aligned} J_{\zeta V}\dot{\lambda}_V + J_{\zeta V}\dot{R}\cos^2\nu\cos\delta_V + J_{\zeta V}\cos\nu\sin\nu\,(-\dot{Q}\sin\delta_V\cos\delta_V + \dot{P}\cos\delta_V) \\ - \dot{R}J_{\zeta V}\cos\nu\cos^2\delta_V - \dot{P}J_{\zeta V}\,,\sin\nu\sin^2\delta_V = M_{SV} + M_{aV} \end{aligned}, \tag{5}$$

gdzie $J_{\zeta V}$ jest momentem bezwładności liczonym względem układu związanego z osią obrotu steru, M_{SV} jest momentem sterującym, a M_{aV} momentem aerodynamicznym. Równanie to jest sprzężone z równaniami opisującymi ruch samolotu [4].

3. STANY AWARYJNE

Przyjęty model ruchu samolotu w stanie awaryjnym dotyczy przypadków, gdy zachowana jest bryła samolotu, to znaczy przez cały czas lotu układ nie zmienia masy. Takim stanem awaryjnym jest blokada sterów, która może być skutkiem wady konstrukcji lub decyzji pilota w przypadku utraty przez niego orientacji. W drugiej

sytuacji pilot wszystkie stery ustawia w pozycji neutralnej. W takim przypadku $\dot{\lambda} = \dot{\delta} = 0$ i układ (1) rozprzęga się, a równanie ruchu wyważonego steru wysokości przekształca się do postaci:

$$J_{\eta H}\dot{Q} = M_{SH} + M_{aH} \tag{6}$$

Innym przypadkiem awaryjnym jest swobodne puszczenie sterów. Wówczas układ (1) nie rozprzęga się, a w równaniach ruchu sterów $\mathbf{M}_S = \mathbf{0}$. Skutki takiej awarii nie są wcale oczywiste. Znane są przypadki samoczynnego wychodzenia samolotu Lim z korkociągu, gdy pilot przestał sterować. Wyniki symulacji numerycznej wybranych stanów awaryjnych zostaną przedstawione w trakcie referowania.

LITERATURA

[1] Gutowski R.: Mechanika Analityczna. PWN, Warszawa 1971.

[2] McRuer D., Ashkenas I., Graham D.: Aircraft dynamics and automatic control, Princeton University Press, Princeton 1973.

[3] Maryniak J., Złocka M.: Stateczność boczna samolotu i drgania lotek z uwzględnieniem odkształcalności giętnej skrzydeł i sprężystości układu sterowania, MTiST 14 Z.2. PWN, Warszawa 1976.

[4] Mjchalski W.J.J., Złocka M.: Stabilizacja samolotu na dużych kątach natarcia, ZN PSl, nr 1154, seria: Mechanika, z.107, Gliwice 1992, ss. 283-290.

Recenzent: Dr hab. inż. Andrzej Buchacz

Wpłynęło do Redakcji w grudniu 1993 r.

Abstract

Numerical simulation is the typical way for testing of the states of failure during aircraft spinning. However, the physical model for the simulation should be improved and therefore the dynamics of the control surfaces is considered. Boltzmann - Hamel formalism [1] is employed for determination of the mathematical model of motion (1). In such a case, aerodynamic and inertial couplings appear in the nonlinear equations of motion (3,4,5). These equations should be supplemented and the equations of motion of the control surfaces (4,5) should be added. The actual form of these equations depends on the state of failure which is modelled. The equations of motion (3,4,5) decouple for the fixed control surfaces. The vector of control moment $\mathbf{M}_S$ does not appear in the equations of motion for released control surfaces (stick-free).

Praca została wykonana w ramach projektu Nr 309559101 finasowanego przez KBN.